

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 06-159003

(43)Date of publication of application : 07.06.1994

(51)Int.Cl.

F01D 5/28

(21)Application number : 04-337911

(71)Applicant : MITSUBISHI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 25.11.1992

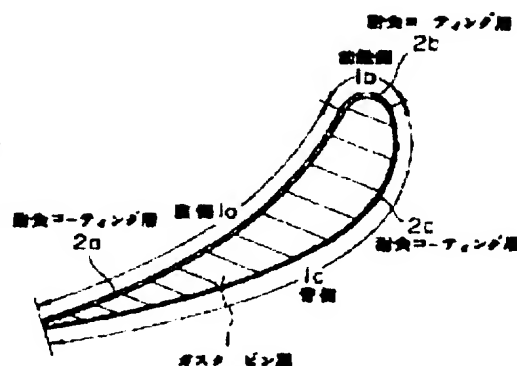
(72)Inventor : AOKI SUNAO

(54) GAS TURBINE BLADE

(57)Abstract:

PURPOSE: To improve the anticorrosion strength by making the anticorrosion strength even along the full surface of the blade so as to extend the service life, by thickening the anticorrosive coating layer applied to the blade surface at the inner side and the front edge side, but thinning it at the outer side.

CONSTITUTION: In a gas turbine blade 1, the thickness of the anticorrosive coating layers 2a and 2b at the inner side (the belly side) 1a and at the front edge side 1b where the abrasion degree is severe are made thick. And the anticorrosive coating layer 2c applied to the surface at the outer side (the back side) 1c where the abrasion degree is not so severe is thinned, so as to uniform the antiabrasion strength along the whole surface of the blade 1. The thickness of the anticorrosive coating layer is regulated by only the number of the plasma flame spraying. As the material of the anticorrosive coating layer, molybdenum, chromium, aluminum, yttrium, and the like can be used. Consequently, the anticorrosion strength is made even along the whole surface of the blade, and the anticorrosion strength can be improved so as to extend the service life of the blade.



(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平6-159003

(43)公開日 平成 6 年(1994) 6 月 7 日

(51)Int.Cl.⁵

F 0 1 D 5/28

識別記号

庁内整理番号

7825-3G

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数 2 (全 3 頁)

(21)出願番号 特願平4-337911

(22)出願日 平成 4 年(1992)11月25日

(71)出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目 5 番 1 号

(72)発明者 青木 素直

兵庫県高砂市荒井町新浜二丁目 1 番 1 号

三菱重工業株式会社高砂製作所内

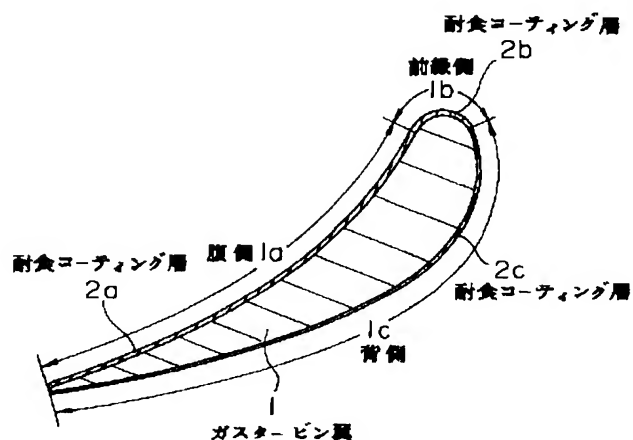
(74)代理人 弁理士 木村 正巳

(54)【発明の名称】 ガスタービン翼

(57)【要約】

【目的】 翼の全表面にわたって耐食強度を均一にすること。

【構成】 ガスタービン翼 1 において、減耗度が激しい腹側 1 a 及び前縁側 1 b の表面に施す耐食コーティング層 2 a 及び 2 b の厚さを厚くし (最適には 0. 5 ~ 1. 0 mm)、また減耗度がそれほど激しくない背側 1 c の表面に施す耐食コーティング層 2 c の厚さを薄くし (最適には 0. 1 ~ 0. 2 mm) たもの。



【特許請求の範囲】

【請求項1】翼表面に耐食コーティング層の厚さを、腹側及び前縁側では厚く、また背側では薄くしたことを特徴とするガスタービン翼。

【請求項2】請求項1記載のガスタービン翼において、上記耐食コーティング層の厚さを、腹側及び前縁側では0.5～1.0mm、また背側では0.1～0.2mmとしたことを特徴とするガスタービン翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明はガスタービン翼に関し、より詳細には、ガスタービン翼の表面に施される耐食コーティング層の改良に関する。

【0002】

【従来の技術】ガスタービンにおいて、その燃焼ガス中にカリウム、ナトリウム、カルシウム、マグネシウム、アルミニウム等のアルカリ金属が含まれていると、該アルカリ金属が動・静翼のガスタービン翼耐熱材料中に含まれているニッケル、コバルト等の重金属と酸化反応して腐食を起し、逐次翼を減耗させる。この腐食速度は加速度的に進行するため、定期点検時減耗量が所定値（例えば0.6～1.0mm）に達すると、万全を期して新翼に取り替えねばならず、極めて多額の保守費を必要としていた。

【0003】そこで、この対策として、従来は、ガスタービン翼の表面にモリブデン、クロム、アルミニウム、イットリウム等の金属又は金属化合物の微粉末をプラズマ溶射し、翼表面に耐食層を形成して、翼寿命の延長を図るようにしている。なお、この方法は一般にMクラリー（M C l a r y）法と呼ばれている。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】ところで、ガスタービン翼の運転実績によると、この種腐食による翼の減耗度は、図2に示すガスタービン翼1の腹側1aと前縁側1bの方が背側1cに比べて激しくなっている。これは、燃焼ガスよりも重いアルカリ金属がガスタービン翼1の背側1cよりも腹側1aと前縁側1bに付着し易いためによるものである。

【0005】このようにガスタービン翼の腹側及び前縁側と背側とは減耗度の差があるにもかかわらず、従来は、ガスタービン翼の全表面にわたって、均一厚さの耐食コーティング層を施すようにしているので、ガスタービン翼の背側では過剰品質、腹側及び前縁側では低品質となる問題があった。

【0006】本発明は、このような従来技術の課題を解決するためになされたもので、翼の全表面にわたって耐食強度が均一であり、翼のこの種耐食強度が向上して寿命が増大するガスタービン翼を提供することを目的とする。

【0007】

【課題を解決するための手段】上記の課題を解決するために、本発明は、ガスタービン翼において、翼表面に耐食コーティング層の厚さを、腹側及び前縁側では厚く、また背側では薄くしたものである。

【0008】

【作用】上記の手段によれば、ガスタービン翼において、翼表面に耐食コーティング層の厚さを、減耗度が激しい腹側及び前縁側では厚く、また減耗度がそれほど激しくない背側では薄くしているので、翼の全表面にわたって耐食強度が均一となり、翼のこの種耐食強度が向上して寿命が増大する。

【0009】

【実施例】以下、図1を参照して本発明の実施例について詳細に説明する。図1は、本発明に係るガスタービン翼の一例を示す断面図である。

【0010】図1に示すように、本発明によれば、ガスタービン翼1において、減耗度が激しい腹側1a及び前縁側1bの表面に施される耐食コーティング層2a及び2bの厚さは厚くされ、また減耗度がそれほど激しくない背側1cの表面に施される耐食コーティング層2cの厚さは薄くされて、翼の全表面にわたって耐食強度が均一とされている。この場合、本発明者等の幾多のガスタービン運転実績に基づく経験によれば、腹側及び前縁側の耐食コーティング層2a、2bの厚さは0.5～1.0mm、背側の耐食コーティング層2cの厚さは0.1～0.2mmがそれぞれ最適であった。

【0011】なお、耐食コーティング層の厚さは専らプラズマ溶射の回数によって調節される。また、耐食コーティング層の材料は、従来と同様、モリブデン、クロム、アルミニウム、イットリウム等が用いられる。

【0012】

【発明の効果】以上述べたように、本発明によれば、ガスタービン翼において、翼表面に耐食コーティング層の厚さを、減耗度が激しい腹側及び前縁側では厚く、また減耗度がそれほど激しくない背側では薄くしているので、翼の全表面にわたって耐食強度が均一となり、翼のこの種耐食強度が向上して寿命が増大すると共に、プラズマ溶射に要する加工費が従来と同様又は減少し、したがってコストを増大させることなく、極めて高価なガスタービン翼の寿命を延長することができ、ガスタービン保守費を大幅に低減させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係るガスタービン翼の一例を示す断面図である。

【図2】耐食コーティング層が施される前のガスタービン翼を示す断面図である。

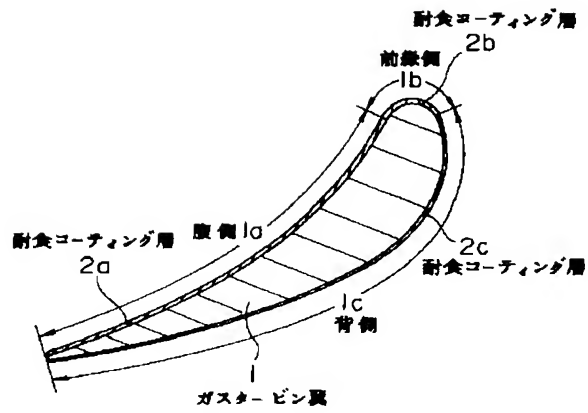
【符号の説明】

1 ガスタービン翼
1a 腹側
1b 前縁側

1 c 背側

* * 2 a, 2 b, 2 c 耐食コーティング層

【図1】



【図2】

